

Patent Abstracts of Japan

PUBLICATION NUMBER : 2000131186
PUBLICATION DATE : 12-05-00

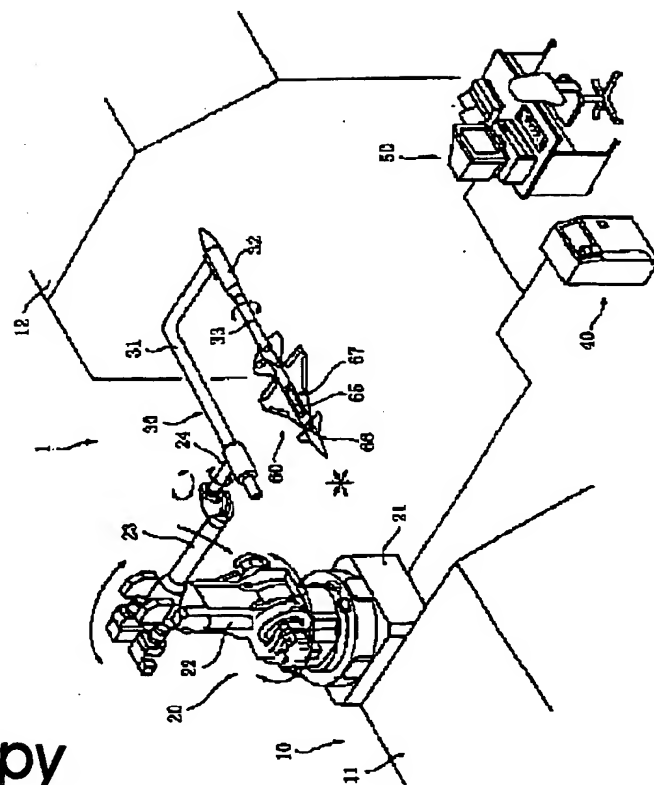
APPLICATION DATE : 23-10-98
APPLICATION NUMBER : 10302682

APPLICANT : FUJI HEAVY IND LTD;

INVENTOR : ISHIKAWA TADASHI;

INT.CL. : G01M 9/00

TITLE : WIND TUNNEL SIMULATION DEVICE
AND METHOD FOR DESIGNING
AIRFRAME USING THE SAME



Best Available Copy

ABSTRACT : PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a wind tunnel simulation device for improving efficiency in designing by a wind tunnel test and a method for designing an airframe using the device.

SOLUTION: A wind tunnel simulation device is provided with a model airframe-supporting device comprising a model support robot 20, a model support sting 30 and the like so that the attitude of a model airframe 60 can be supported in a wind tunnel 10, a balance 65 for measuring each load in X, Y, and Z axes that acts on the model airframe 60 and each moment around X, Y, and Z axes an attitude angle sensor 66 for measuring the pitch angle, roll angle, and yaw angle of the model airframe 60, and a control device 50 which calculates the position and attitude angle of the model airframe 60 after a specific time based on the load and each movement measured by the balance 65 and each attitude angle measured by the attitude angle sensor 66, and gives instruction to the model airframe-supporting device for changing the attitude of the model airframe 60 to the calculated position and the attitude angle.

COPYRIGHT: (C)2000,JPO

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開2000-131186

(P2000-131186A)

(43) 公開日 平成12年5月12日(2000.5.12)

(51) Int.Cl.⁷
G 0 1 M 9/00

識別記号

F I
G 0 1 M 9/00

テーマコード(参考)
2 G 0 2 3

審査請求 未請求 請求項の数 6 O L (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願平10-302682

(22) 出願日 平成10年10月23日(1998.10.23)

(71) 出願人 000005348

富士重工業株式会社

東京都新宿区西新宿一丁目7番2号

(72) 発明者 石川 忠

東京都新宿区西新宿1丁目7番2号 富士

重工業株式会社内

(74) 代理人 100061712

弁理士 田代 丞治 (外1名)

Fターム(参考) 2G023 AA01 AB22 AB26 AB27 AC01

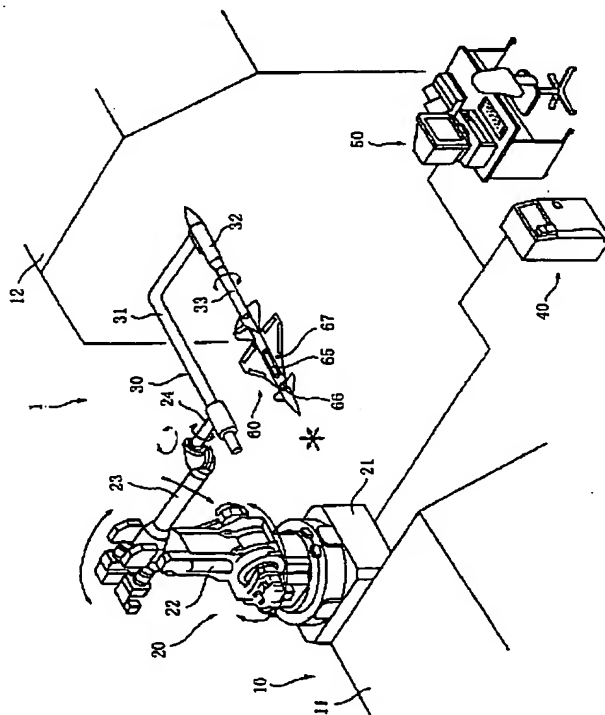
AD01

(54) 【発明の名称】 風洞シミュレーション装置及び該風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法

(57) 【要約】

【課題】 風洞試験による設計の効率化が得られる風洞シミュレーション装置及び風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法を提供する。

【解決手段】 風洞10内において模型機体60を姿勢変更可能に模型支持ロボット20及び模型支持スティング30等からなる模型機体支持装置と、模型機体60に作用するX軸、Y軸、Z軸方向の各荷重及びX軸、Y軸、Z軸まわりの各モーメントを計測する天秤65と、模型機体60のピッチ角、ロール角、ヨー角を計測する姿勢角センサ66と、天秤65によって計測された荷重及び各モーメントと、姿勢角センサ66によって計測された各姿勢角に基づいて所定時間後の模型機体60の位置及び姿勢角を計算し、該計算された位置及び姿勢角に上記模型機体60の姿勢を変更するように模型機体支持装置に指示する制御装置50を有する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 風洞内の空気流中に支持された模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する風洞シミュレーション装置において、
風洞内において上記模型機体を姿勢変更可能に支持する模型機体支持装置と、
上記模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する荷重センサと、
該荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を計算し、該計算された姿勢に上記模型機体の姿勢を変更するように上記模型機体支持装置に指示する制御装置とを備えたことを特徴とする風洞シミュレーション装置。

【請求項2】 上記模型機体の姿勢角を計測する姿勢角センサを備えたことを特徴とする請求項1に記載の風洞シミュレーション装置。

【請求項3】 風洞内の空気流中に支持された模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する風洞シミュレーション装置において、
風洞内において上記模型機体を姿勢変更可能に支持する模型機体支持装置と、
上記模型機体に作用する空気流に起因する模型機体のX軸、Y軸、Z軸方向の各荷重及びX軸、Y軸、Z軸まわりの各モーメントを計測する天秤と、
上記模型機体のピッチ角、ロール角、ヨー角の各姿勢角を計測する姿勢角センサと、
上記天秤によって計測された上記荷重及び各モーメントと、上記姿勢角センサによって計測された上記各姿勢角に基づいて所定時間後の模型機体の位置及び姿勢角を計算し、該計算された位置及び姿勢角に上記模型機体の姿勢を変更するように上記模型機体支持装置に指示する制御装置とを備えたことを特徴とする風洞シミュレーション装置。

【請求項4】 上記模型機体支持装置は、
三次元に揺動する手首部を有する模型支持ロボットと、
該模型支持ロボットの手首部に支持された模型支持用スティングとを備え、
該模型支持用スティングは、
上記手首部に基端が支持された支持部材と、
該支持部材の先端に基端が支持されて上記空気流の上流方向に延在して先端に模型機体を支持する模型支持保持材と、
上記制御装置のからの指示によって上記模型支持保持材を回動せしめるロール角変角用モータとを備えたことを特徴とする請求項3に記載の風洞シミュレーション装置。

【請求項5】 上記模型機体は、揺動可能な舵面を有し、
上記姿勢角センサによって計測された上記各姿勢角に基づいて上記所定時間後の模型機体の姿勢角を計算し、該

計算された姿勢角に基づく上記制御装置の指示によって上記模型機体に設けられた舵面を揺動駆動する舵面可動モータと、

を備えたことを特徴とする請求項3または4に記載の風洞シミュレーション装置。

【請求項6】 風洞内の空気流中に支持された模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法において、
上記風洞シミュレーション装置が、風洞内において上記模型機体を姿勢変更可能に支持する模型機体支持装置と、上記模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する荷重センサと、該荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を計算し、該計算された姿勢に上記模型機体の姿勢を変更するように上記模型機体支持装置に指示する制御装置とを備え、
基本となる機体形状に基づいて風洞試験用の模型機体を製作する工程と、
上記模型機体を上記風洞シミュレーション装置の模型機体支持装置に取り付けて空気流に起因する荷重を上記荷重センサによって計測する工程と、
該荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を制御装置によって計算する工程と、
上記制御装置の指示による上記模型機体支持装置の作動によって、上記計算された姿勢に上記模型機体の姿勢を変更する工程と、
上記風洞シミュレーション装置でのシミュレーションの終了可否を判断する工程と、
上記風洞シミュレーション装置でのシミュレーション終了後の上記基本の機体形状において設定した飛行が可能か否かを判断する工程と、
を備えたことを特徴とする風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、風洞シミュレーション装置及び風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法に関する。

【0002】

【従来の技術】一般に航空機或いは宇宙機等の機体設計において、風洞試験によって模型機体の空力特性を取得し、その模型機体の空力特性データをコンピュータ上で使用できるようにデータの並び替えや補完等のデータ加工を行い、コンピュータで制御則設計、即ち、制御則シミュレーションを行っている。

【0003】また、機体の形状が変更される度に、上記風洞試験での各種のデータ取得、この風洞試験で得られたデータ加工、加工したデータに基づくコンピュータでの制御則シミュレーションという設計のサイクルが繰り返される。

【0004】この設計手順について、図5に示す設計手順フローチャートに従って具体的に説明する。

【0005】第1工程S101において基本となる機体形状が設定されると、この設定された基本の機体形状に基づいて第2工程S102によって風洞試験用の模型機体の設計及びこの設計に基づいて模型機体が製作される。

【0006】そして第2工程S102で製作された模型機体は、例えば特開平4-116440号公報に開示されるような風洞内に配設された模型支持用スティングに取り付けられて、第3工程S103において風洞試験による模型機体の位置、姿勢、舵面角度等を可変しつつ上記模型機体に作用する模型機体の前後方向(X軸方向)、幅方向(Y軸方向)、上下方向(Z軸方向)の荷重や、模型機体のX軸、Y軸、Z軸まわりのモーメント等の各種の空力特性データを取得する。

【0007】この第3工程において取得された各種の空力特性データは、次の第4工程S104において、後述する第5工程S105におけるコンピュータによる制御則のシミュレーションを円滑に実行するために各空力特性データの並び替えや補完等のデータ加工が施される。

【0008】次の第5工程S105において、コンピュータによって上記第4工程S104でデータ加工された空力特性データの中から運動計算に必要な空力特性データだけが抜き出されて、コンピュータ上の制御則のシミュレーション、換言すると運動計算が行われる。

【0009】続く第6工程S106で、上記第5工程S105による制御則のシミュレーションの結果に基づいて上記第1工程S101によって設定された機体形状において、設定した飛行が可能か否かが判断される。

【0010】第6工程S106において設定された機体形状において、設定した飛行が不可能と判断された場合には、第7工程S107によって機体の形状変更がなされ、この形状変更された機体形状に基づいて再び第2工程S102によって風洞試験用の模型機体の設計及び模型機体が製作されて、第3工程S103から第5工程S105の各工程を経て再び第6工程S106でこの機体形状において、設定した飛行が可能か否かが判断される。

【0011】第6工程S106において機体形状が飛行不可能と判断された場合には、再び第7工程S107によって機体の形状変更がなされて、上記第2工程S102から第6工程S106の各工程が繰り返される。

【0012】この第7工程S107の機体の形状変更から第6工程S106の飛行可否判断までの各工程は、第6工程S106によって設定した機体形状において、飛行可能と判断されるまで繰り返されて設計終了する。

【0013】

【発明が解決しようとする課題】しかし、上記従来の風洞を用いた設計手順によると、機体の形状を変更する度

に、第3工程S103による風洞試験での空力特性データの取得、第4工程S104による各空力特性データの並び替えや補完等のデータ加工、第5工程S105の制御則のシミュレーションの設計手順を繰り返す必要がある。

【0014】また、第4工程S104による第3工程S103で得られた風洞試験の各空力特性データの並び替えや補完等のデータ加工は、厄介で膨大な作業工数が必要であり、第4工程S105による制御則のシミュレーション、即ち運動方程式の計算においては、必要な空力特性データのみを選択して使用することから第3工程S103で得られた全ての空力特性データが有効活用されるものではない。

【0015】一方、第3工程S103による空力データの取得は、第5工程S105におけるコンピュータによる制御則のシミュレーションを円滑に実行するために予め使用が予想される全ての空力特性データを取得準備しておく必要があり、多くの空力特性データを取得するために多くの工数を要し、これに起因して第4工程S104のデータ加工の作業工数の増大を招く要因となる。

【0016】従って、かかる点に鑑みなされた本発明の目的は、風洞試験による機体設計の効率化が得られる風洞シミュレーション装置及び風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法を提供することにある。

【0017】

【課題を解決するための手段】上記目的を達成する請求項1に記載の風洞シミュレーション装置の発明は、風洞内の空気流中に支持された模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する風洞シミュレーション装置において、風洞内において上記模型機体を姿勢変更可能に支持する模型機体支持装置と、上記模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する荷重センサと、該荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を計算し、該計算された姿勢に上記模型機体の姿勢を変更するように上記模型機体支持装置に指示する制御装置とを備えたことを特徴とする。

【0018】請求項1の風洞シミュレーション装置によると、設定された機体形状に基づいて製作された模型機体を模型機体支持装置によって所定位置に配置し、模型機体に作用する空気流に起因する荷重を荷重センサで計測し、荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を制御装置によって計算し、該計算された姿勢に制御装置に指示によって模型機体の姿勢を変更し、上記荷重センサによる荷重の計測から模型機体の姿勢変更を繰り返してシミュレーションすることから、従来、風洞実験と制御則設計を別々に行うことによって生じていた厄介な空力特性データの並び替えや補完等のデータ加工から解放され、更に空力特性データの有効活用が得られて風洞試験による設計の効率化が確保される。

【0019】請求項2に記載の発明は、請求項1の風洞シミュレーション装置において、上記模型機体の姿勢角を計測する姿勢角センサを備えたことを特徴とする。

【0020】請求項2の発明によると、模型機体の姿勢角を計測する姿勢角センサを備えることにより、模型機体の姿勢角を、空気流による支持装置のたわみ等による変形によらず、直接制御することが可能になり、より正確な機体のシミュレーションを得ることが可能になる。

【0021】請求項3に記載の風洞シミュレーション装置は、風洞内の空気流中に指示された模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する風洞シミュレーション装置において、風洞内において上記模型機体を姿勢変更可能に支持する模型機体支持装置と、上記模型機体に作用する空気流に起因する模型機体のX軸、Y軸、Z軸方向の各荷重及びX軸、Y軸、Z軸まわりの各モーメントを計測する天秤と、上記模型機体のピッチ角、ロール角、ヨー角の各姿勢角を計測する姿勢角センサと、上記天秤によって計測された上記荷重及び各モーメントと、上記姿勢角センサによって計測された上記各姿勢角に基づいて所定時間後の模型機体の位置及び姿勢角を計算し、該計算された位置及び姿勢角に上記模型機体の姿勢を変更するように上記模型機体支持装置に指示する制御装置とを備えたことを特徴とする。

【0022】請求項3の発明は、請求項1に記載の風洞シミュレーション装置をより具体化したものであって、上記請求項1の効果に加え、荷重センサとなる天秤によって空気流に起因する模型機体のX軸、Y軸、Z軸方向の各荷重及びX軸、Y軸、Z軸まわりの各モーメントを計測するいわゆる6分力計測及び、姿勢角センサによって模型機体のピッチ角、ロール角、ヨー角の各姿勢角を計測して空力特性データを得て、該空力特性データに基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を制御装置によって計算し、該計算された姿勢に制御装置に指示によって模型機体の姿勢を変更することからより確実な機体の飛行シミュレーションが得られる。

【0023】請求項4に記載の発明は、請求項3の風洞シミュレーション装置において、上記模型機体支持装置は、三次元に揺動する手首部を有する模型支持ロボットと、該模型支持ロボットの手首部に支持された模型支持用スティングとを備え、該模型支持用スティングは、上記手首部に基端が支持された支持部材と、該支持部材の先端に基端が支持されて空気流の上流方向に延在して先端に模型機体を支持する模型支持保持材と、上記制御装置からの指示によって模型支持保持材を回動せしめるロール角変角用モータとを備えたことを特徴とする。

【0024】請求項4の発明によると、模型機体支持装置を三次元に揺動する模型支持ロボットと、該手首部に設けられた模型支持用スティングにより構成し、かつ模型支持用スティングをロール角変角用モータで回動せしめるように構成することによって、模型自体支持用ステ

ィングに支持された模型機体の位置及び姿勢を容易に調整及び変更することがもたらされる。

【0025】請求項5に記載の発明は、請求項3または4の風洞シミュレーション装置において、上記模型機体は、揺動可能な舵面を有し、上記姿勢角センサによって計測された上記各姿勢角に基づいて上記所定時間後の模型機体の姿勢角を計算し、該計算された姿勢角に基づく上記制御装置の指示によって上記模型機体に設けられた舵面を揺動駆動する舵面可動モータとを備えたことを特徴とする。

【0026】請求項5の発明によると、模型機体が揺動可能な舵面を有し、該舵面を制御装置の指示による舵面可動モータで揺動せしめることから安定した飛行を可能にする機体のシミュレーションを得ることができる。

【0027】請求項6に記載の風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法は、風洞内の空気流中に支持された模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法において、上記風洞シミュレーション装置が、風洞内において上記模型機体を姿勢変更可能に支持する模型機体支持装置と、上記模型機体に作用する空気流に起因する荷重を計測する荷重センサと、該荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を計算し、該計算された姿勢に上記模型機体の姿勢を変更するように上記模型機体支持装置に指示する制御装置とを備え、基本となる機体形状に基づいて風洞試験用の模型機体を製作する工程と、上記模型機体を上記風洞シミュレーション装置の模型機体支持装置に取り付けて空気流に起因する荷重を上記荷重センサによって計測する工程と、該荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を制御装置によって計算する工程と、上記制御装置の指示による上記模型機体支持装置の作動によって、上記計算された姿勢に上記模型機体の姿勢を変更する工程と、上記風洞シミュレーション装置でのシミュレーションの終了可否を判断する工程と、上記風洞シミュレーション装置でのシミュレーション終了後の上記基本の機体形状において、設定した飛行の可否を判断する工程とを備えたことを特徴とする。

【0028】この請求項6の発明は、上記請求項1に記載の風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法であって、模型機体に作用する空気流に起因する荷重を荷重センサで計測し、荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を制御装置によって計算し、該計算された姿勢に移動するために制御装置からの指示によって模型機体の姿勢を変更し、荷重センサによる荷重の計測から模型機体の姿勢変更を、風洞シミュレーション装置でのシミュレーションの終了可否を判断するまで繰り返してシミュレーションすると共に、風洞シミュレーション装置でのシミュレーション終了後、シミュレーションの結果に基づいて上記基本の機

体形状において、設定した飛行の可否を判断することから、従来、風洞試験と制御設計を別々に行うことによって生じていた空力特性データの並び替えや補完等のデータ加工から解放され、かつ必要な空力特性データのみが過不足なく計測されることから、空力特性データの有効活用が図れて機体設計の効率化が得られる。

【0029】

【発明の実施の形態】以下、本発明による風洞シミュレーション装置及び風洞シミュレーション装置を用いた機体設計方法の実施形態を図によって説明する。

【0030】図1は、本実施の形態における風洞シミュレーション装置1の概要を示す概略説明図であり、この風洞シミュレーション装置1は、風洞10、模型機体支持装置となる模型支持ロボット20、模型支持用スティング30、模型支持ロボット20の作動を制御するロボット制御盤40、計測制御コンピュータ50によって構成され、模型支持用スティング30の先端に取り付けられる風洞試験用の模型機体60を備えている。

【0031】風洞10は、風洞吹出口11と該風洞吹出口11の下流側に配設された風洞吸込口12を備え、風洞吹出口11から送出される空気流が風洞吸込口12へ流出され、風洞吹出口11と風洞吸込口12との間の空気流の流速等が制御可能であって、風洞吹出口11を風洞吸込口12との間に模型支持ロボット20が配設されている。

【0032】模型支持ロボット20は、例えば基台21上に支持され垂直軸及び水平軸を中心に自在に回転する回転部22と、該回転部22の上部に水平軸を中心に上下方向に揺動自在に支持された揺動アーム23と、該揺動アーム23の先端に揺動自在に支持された手首部24とを有する三次元ロボットであって、該ロボット20の手首部24に模型支持用スティング30が設けられている。

【0033】模型支持用スティング30は、上記手首部24に基端が支持された略し字状の支持部材31と、該支持部材31の先端にロール角変角用モータ32を介して風洞吹出口11方向に延在する、換言すると空気流の上流方向に延在する模型支持保持部材33の基端が支持されている。そしてロール角変角用モータ32によって模型支持保持部材33の先端に支持される模型機体60のロール角、即ちX軸まわりの回転角を制御するように構成されている。

【0034】風洞試験用の模型機体60には、該模型機体60に作用するX軸方向、Y軸方向、Z軸方向の荷重や、X軸、Y軸及びZ軸まわりの各モーメント等の空力特性データを計測する荷重センサである天秤65、模型60の姿勢角、即ちY軸まわりの回転角であるピッチ角 θ 、上記X軸まわりの回転角であるロール角 ϕ 、Z軸まわりの回転角であるヨー角 ψ の各姿勢角を計測する姿勢角センサ66及び模型機体舵面等を揺動駆動する舵面可

動モータ67等が配設されている。

【0035】ロボット制御盤40は、上記模型支持ロボット20を作動せしめるための制御盤であって、計測制御コンピュータ50は、天秤65によって計測された各空力特性データ及び姿勢角センサ66によって計測された姿勢角データ並びに予め入力設定されている飛行制御則等に基づいて運動方程式を計算し、微小時間後の模型機体60の位置、姿勢、模型機体舵面等の舵面の角度を計算し、かつその結果の内、模型機体60の位置、姿勢については模型支持ロボット20へ、模型機体60の姿勢の内特にロール角 ϕ のみについてはロール角変角用モータ32へ、また模型機体60の舵面の角度については舵面可動モータ67へ各々送信される。これにより模型機体60の位置、姿勢、舵面の角度が変更調整される。

【0036】また、風洞10内には風洞試験中の気流条件、例えば風速 v 、動圧 q 、気温 t 、気圧 p を計測する動圧計、温度計等が設けられている。

【0037】なお、ロール角変角用モータ32、天秤65、姿勢角センサ66、舵面可動モータ67、模型支持ロボット20、模型支持用スティング30、ロボット制御盤40間の信号の交信は有線（ケーブル）或いは無線（テレメトリ）方式によってなされる。

【0038】このように構成された風洞シミュレーション装置1による設計手順について、図2に示す設計手順フローチャートに従って説明する。

【0039】第1工程S1において基本となる機体形状が設定され、この設定された基本機体形状に基づいて第2工程S2によって風洞試験用の模型機体が設計されて模型機体60が製作される。

【0040】模型機体60は、第3工程S3において図1に示すように風洞10内に配設された模型支持ロボット20に設けられた模型支持スティング30の模型支持保持部材33の先端に取り付け支持される。そして、ロボット制御盤40からの指示により模型支持ロボット20の6つの軸を組み合わせることで模型機体60を所定位置にセットし、計測制御コンピュータ50からの指示によってロール角変角用モータ32を作動せしめて模型機体60の位置を微調整する。

【0041】このように所定位置に模型機体60が配置されると、模型機体60に作用する各種の空力特性データを天秤65及び模型機体60の各姿勢角データを姿勢角センサ66によって、また動圧計、温度計等によって風洞試験中の気流条件を取得する。

【0042】第3工程S3によって得られた空力特性データ、姿勢角データ等は、予め設定された制御則のシミュレーションに必要なデータ、例えばエンジン性能、動的空力特性と共に、第4工程S4において、計測制御コンピュータ50によってコンピュータ上での制御則のシミュレーション、即ち運動計算を行い、第5工程S5において微小時間後の模型機体60の位置、姿勢、舵面

角度を計算する。

【0043】そして、第6工程S6において、第5工程S5の計算結果に基づいて計測制御コンピュータ50から指示に従って模型支持ロボット20、ロール角変角用モータ32、舵面可動モータ67を作動させる。

【0044】しかる後、第7工程S7において、風洞シミュレーション1でのシミュレーションが終了か否かを判断し、所定のシミュレーションがまだ終了していないと判断されると、第3工程S3に戻り再び第3工程S3から第7工程S7の各工程が第7工程S7で所定のシミュレーションが終了したと判断されるまで繰り返される。

【0045】第7工程S7で所定のシミュレーションが終了したと判断されると、次の第8工程S8において、シミュレーションの結果に基づいて上記第1工程1によって設定された機体形状が飛行可能か否かが判断される。

【0046】第8工程S8において、設定された機体形状が飛行不可能と判断された場合には、第9工程S9によって機体の形状修正がなされ、この形状修正された機体形状に基づいて再び第2工程S2によって風洞試験用の模型機体の設計及びこの設計に従って模型機体60が再び製作されて、第3工程S3から第9工程9の各工程を経て再び第8工程S8で該機体形状が飛行可能か否かが判断される。

【0047】第8工程S8において機体形状が飛行不可能と判断された場合には、再び第9工程S9によって機体の形状修正がなされて、上記第2工程S2から第8工程S8の各工程が繰り返される。

【0048】この第9工程S9の機体の形状変更から第8工程S8の各工程は、第8工程S8によって設定された機体形状において想定した飛行が可能と判断されるまで繰り返されて設計終了する。

【0049】次に、風洞シミュレーション装置1による上記第3工程S3から第6工程S6を図3に示すフローチャート及び第4に示す計測データフロー説明図によって更に詳細に説明する。

【0050】まず、第3工程S3における空力特性データ等の取得は、模型機体60に作用する空気流に起因する6分力、即ち、模型機体60に作用するX軸方向、Y軸方向、Z軸方向の各荷重 F_x 、 F_y 、 F_z 及びX軸、Y軸、Z軸まわりの各モーメント M_x 、 M_y 、 M_z 等の空力特性データを天秤65によって計測する。

【0051】また、姿勢角センサ66によって模型機体60の姿勢角、即ちピッチ角 θ 、ロール角 ϕ 、ヨー角 ψ の各姿勢角を計測すると共に、風洞試験中の気流条件、例えば風速 v 、動圧 q 、気温 t 、気圧 p 等の風洞試験中の気流条件が計測される。

【0052】第3工程S3によって得られた各空力特性データ、姿勢角データ及び気流条件に基づいて、風洞試

験では計測できない予め設定された制御則のシミュレーションに必要なデータ、例えばエンジン性能、動的空気力特性と共に、第4工程S4及び第5工程S5において、計測制御コンピュータ50によってコンピュータ上での制御則のシミュレーション、即ち運動方程式を計算して微小時間 Δt 後の模型機体60のX軸方向の位置 Δx 、Y軸方向の位置 Δy 、Z軸方向の位置 Δz 及び模型機体60の姿勢、即ちピッチ角 $\Delta \theta$ 、ロール角 $\Delta \phi$ 、ヨー角 $\Delta \psi$ を計算する。

【0053】また、設定された機体の所定運動を実現するための各舵面の微小時間 Δt 後の舵面角度を計算する。この舵面の角度を適切に制御することによって想定した飛行を可能にする。

【0054】続く第5工程S5において、微小時間 Δt 後の模型機体60の上記位置 Δx 、 Δy 、 Δz 及び姿勢角 $\Delta \theta$ 、 $\Delta \phi$ 、 $\Delta \psi$ 及び舵面角度へ移動せしめるため第4工程S4での計算結果に従って計測制御コンピュータ50からロボット制御盤40へ上記模型機体60の位置 Δx 、 Δy 、 Δz 及び姿勢 $\Delta \theta$ 、 $\Delta \psi$ を得るべく作動指示を与え、模型支持ロボット60により風洞試験模型60を位置 Δx 、 Δy 、 Δz に移動すると共にピッチ角 $\Delta \theta$ 、ヨー角 $\Delta \psi$ に変更する。

【0055】更に、第4工程S4の計算結果に従って計算制御コンピュータ50からの指示によりロール角変角用モータ32を作動させて模型支持保持材33を介して模型機体60のロール角 ϕ を微小時間 Δt 後のロール角 $\Delta \phi$ に変化する。また同様に計算制御コンピュータ50からの指示により舵面可動モータ67を作動させて模型機体60の舵面角度を微小時間 Δt 後の舵面角度に変化する。

【0056】しかる後計算制御コンピュータ50の指示通りに模型支持ロボット60、ロール角変角用モータ32、舵面可動モータ67が作動したか否かを確認する。これらの確認は模型支持ロボット60、ロール角変角用モータ32、舵面可動モータ67等に付設されたエンコーダ及び、姿勢角センサ66からの出力を計測することによってなされる。

【0057】しかる後、第7工程S7において、風洞シミュレーション1でのシミュレーションが終了か否かを判断し、所定のシミュレーションがまだ終了していないと判断されると、第3工程S3に戻り再び第3工程S3から第7工程S7の各工程が第7工程S7で所定のシミュレーションが終了したと判断されるまで繰り返される。

【0058】以上説明した本実施の形態によると、模型機体に作用する空気流に起因する荷重を荷重センサで計測し、荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を制御装置によって計算し、該計算された姿勢に制御装置に指示によって模型機体の姿勢を変更し、荷重センサによる荷重の計測から模型機

体の姿勢変更を、風洞シミュレーション装置でのシミュレーションの終了可否を判断するまで繰り返してシミュレーションすると共に、風洞シミュレーション装置でのシミュレーション終了後、シミュレーション結果に基づいて基本の機体形状において、設定した飛行が可能か否かを判断することから、従来の厄介な空力特性データの並び替えや補完等のデータ加工から解放され、かつ必要な空力特性データのみが過不足なく計測されて空力特性データの有効活用が図れて機体設計の効率化が得られる。

【0059】

【発明の効果】以上説明した本発明によると、風洞シミュレーション装置によって模型機体に作用する空気流に起因する荷重を荷重センサで計測し、荷重センサによって計測された荷重に基づいて所定時間後の模型機体の姿勢を制御装置によって計算し、該計算された姿勢に制御装置に指示によって模型機体の姿勢を変更し、荷重センサによる荷重の計測から模型機体の姿勢変更を、風洞シミュレーション装置でのシミュレーションの終了可否を判断するまで繰り返してシミュレーションすると共に、風洞シミュレーション装置でのシミュレーション終了後、シミュレーションの結果に基づいて基本の機体形状において、設定した飛行が可能か否かを判断することから、従来の厄介な空力特性データの並び替えや補完等のデータ加工から解放され、かつ必要な空力特性データのみが過不足なく計測されて、空力特性データの有効活用が図れて機体設計の効率化が得られ、風洞試験及び制御設計を同時進行的に行うことができ、機体の設計等に

貢献すること大なるものである。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明による風洞シミュレーション装置の実施の形態の概要を示す概略説明図である。

【図2】本実施の形態における風洞シミュレーション装置による設計手順の概要を示す設計手順フローチャートである。

【図3】本実施の形態における風洞シミュレーション装置による設計手順の要部を示す設計手順フローチャートである。

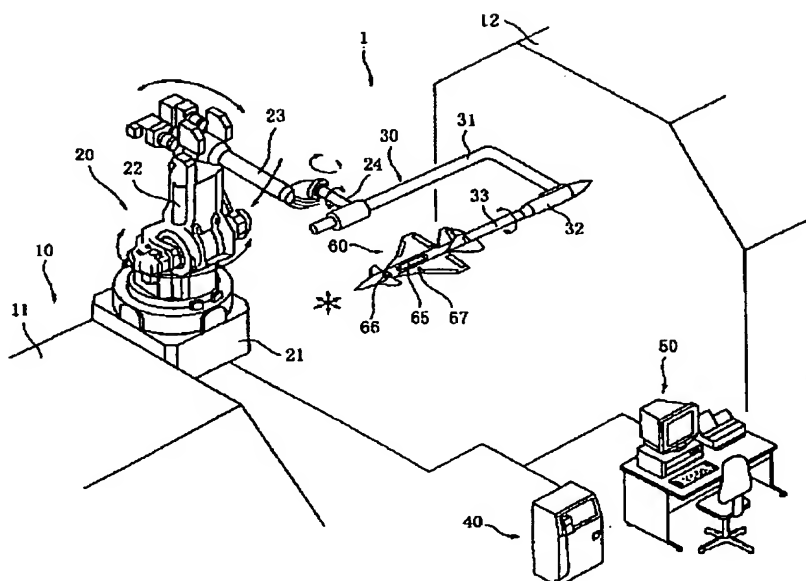
【図4】本実施の形態の計測データフロー説明図である。

【図5】従来の風洞シミュレーション装置による設計手順の概要を示す設計手順フローチャートである。

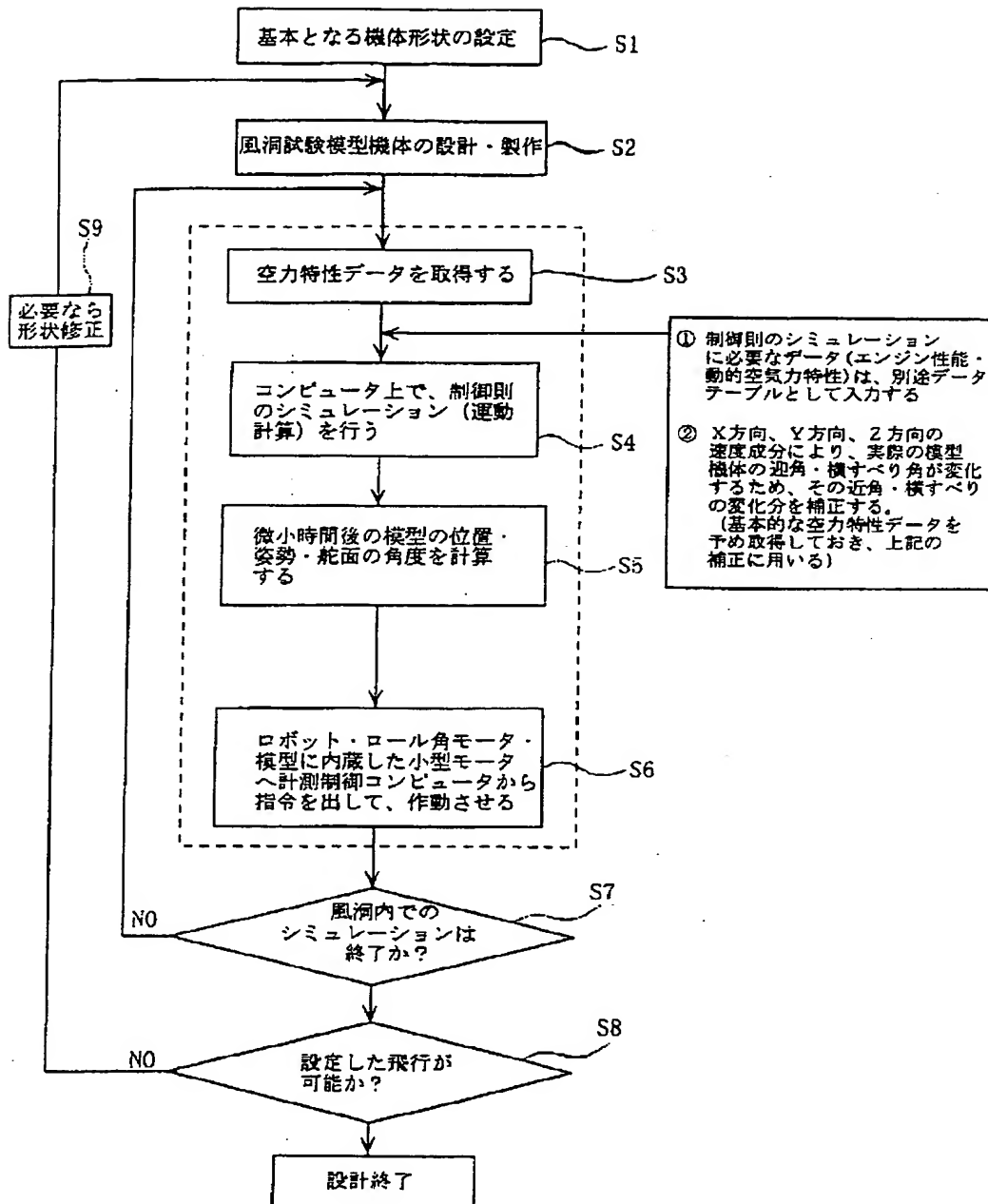
【符号の説明】

- | | |
|----|--------------------|
| 1 | 風洞シミュレーション装置 |
| 10 | 風洞 |
| 11 | 風洞吹出口 |
| 12 | 風洞吸込口 |
| 20 | 模型支持ロボット（模型機体支持装置） |
| 30 | 模型支持スティング |
| 32 | ロール角変角用モータ |
| 40 | ロボット制御盤 |
| 50 | 計測制御コンピュータ（制御装置） |
| 60 | 風洞試験用の模型機体 |
| 65 | 天秤（荷重センサ） |
| 66 | 姿勢角センサ |
| 67 | 舵面可動モータ |

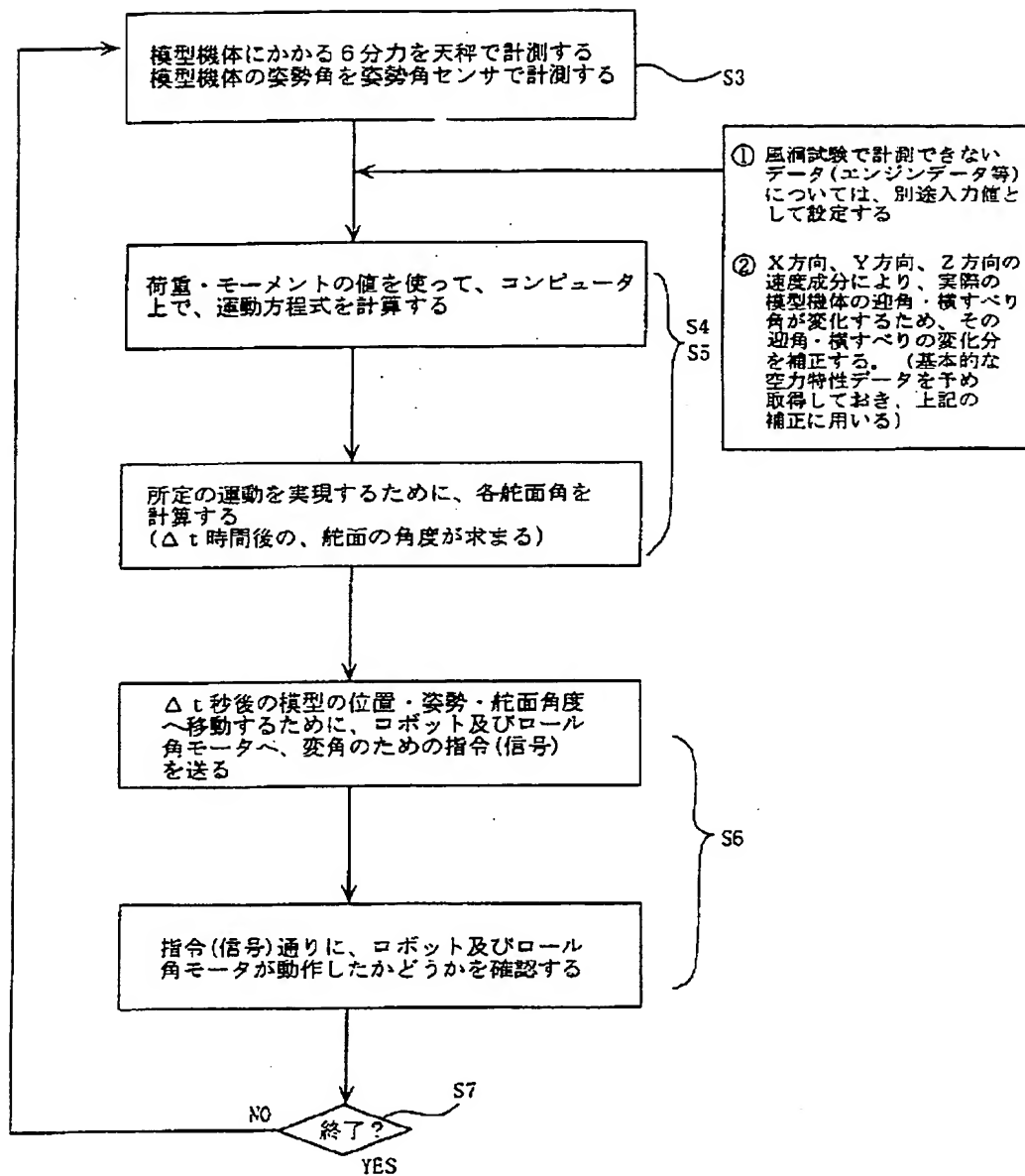
【図1】



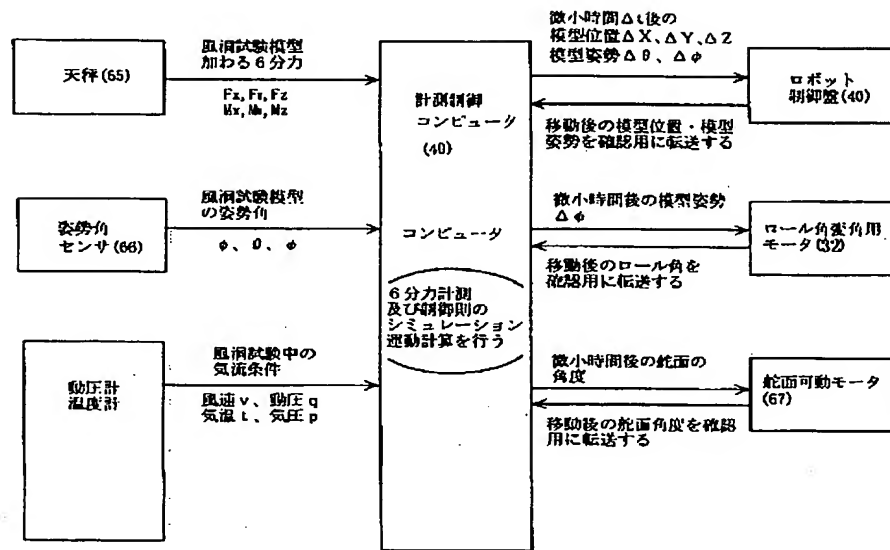
【図 2】



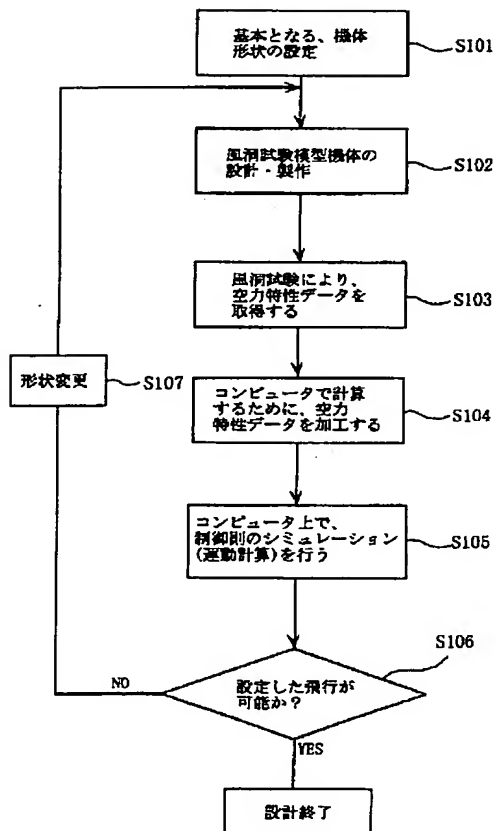
【図3】



【図4】



【図5】



**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ **BLACK BORDERS**
- ☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- ☒ **FADED TEXT OR DRAWING**
- ☒ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- ☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- ☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- ☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**
- ☐ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- ☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- ☐ **OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.